



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

B64C 29/00 (2018.08); B64C 2201/18 (2018.08); B64D 5/00 (2018.08)

(21) (22) Заявка: 2018110919, 27.03.2018

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
27.03.2018Дата регистрации:  
29.04.2019

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 27.03.2018

(45) Опубликовано: 29.04.2019 Бюл. № 13

Адрес для переписки:

347923, Ростовская обл., г. Таганрог, ул.  
Ломакина, 106а, кв. 12, Дуров Дмитрий  
Сергеевич

(72) Автор(ы):

Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Дуров Дмитрий Сергеевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете  
о поиске: RU 2108941 C1, 20.04.1998. WO  
2000050759 A2, 31.08.2000. US 3972490 A1,  
03.08.1976. RU 59521 U1, 27.12.2006. US  
20150266578 A1, 24.09.2015. US 20160214717  
A1, 28.07.2016.(54) БЕСПИЛОТНЫЙ МАЛОЗАМЕТНЫЙ САМОЛЕТ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ  
И СПОСОБ ЕГО ПРИМЕНЕНИЯ ПРИ ВОЗДУШНОМ БАЗИРОВАНИИ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационной техники и может быть использовано в конструкции беспилотных самолетов вертикального взлета и посадки. Беспилотный малозаметный самолет ВВП снабжен двумя поперечными подъемными вентиляторами (ПВ), применяемыми только при вертикальном и коротком взлете/посадке или на переходных режимах полета в комбинированной СУ с парой подъемно-маршевых турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) с отбором мощности на привод двух ПВ, работающих без взаимного влияния и перекрытия, и управляемым вектором тяги (УВТ) как для создания подъемной силы и управляющих моментов по тангажу при

выполнении ВВП и зависания, так и реактивной тяги при горизонтальном полете. ПВ смонтированы по обе стороны от оси симметрии внутри круглых в плане ниш центроплана низкорасположенного дельтовидного крыла (НДК). Каждый ПВ имеет автоматические полукруглые створки, смонтированные вдоль продольной оси БКО. Единая мотогондола разделена внутри вертикальной перегородкой, проходящей от клиновидной в плане носовой части фюзеляжа по всей его надкрыльной высоте. Обеспечивается увеличение скорости и дальности полета, нагрузки, уменьшение инфракрасной и визуальной заметности. 2 н. и 3 з.п. ф-лы, 1 ил., 1 табл.





FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY  
(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(19) **RU** (11) **2 686 561**<sup>(13)</sup> **C1**

(51) Int. Cl.  
*B64C 29/00* (2006.01)  
*B64D 5/00* (2006.01)

(52) CPC

*B64C 29/00* (2018.08); *B64C 2201/18* (2018.08); *B64D 5/00* (2018.08)

(21) (22) Application: **2018110919, 27.03.2018**

(24) Effective date for property rights:  
**27.03.2018**

Registration date:  
**29.04.2019**

Priority:

(22) Date of filing: **27.03.2018**

(45) Date of publication: **29.04.2019** Bull. № 13

Mail address:

**347923, Rostovskaya obl., g. Taganrog, ul.  
Lomakina, 106a, kv. 12, Durov Dmitrij Sergeevich**

(72) Inventor(s):

**Durov Dmitrij Sergeevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Durov Dmitrij Sergeevich (RU)**

(54) **UNMANNED LOW-VISIBILITY VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRCRAFT AND METHOD OF ITS USE DURING AIRBORNE LOCATION**

(57) Abstract:

FIELD: aviation.

SUBSTANCE: invention relates to aircraft engineering and can be used in design of unmanned aircraft of vertical take-off and landing. Unmanned low-visibility aircraft of VTOL is equipped with two transverse lifting fans (LF), used only in vertical and short take-off/landing or in transient modes of flight in combined CS with pair of lifting-sustaining turbojet dual-flow engines (TJDE) with power take-off to two LF operating without mutual influence and overlapping, and controlled thrust vector (CTV) both for creation of

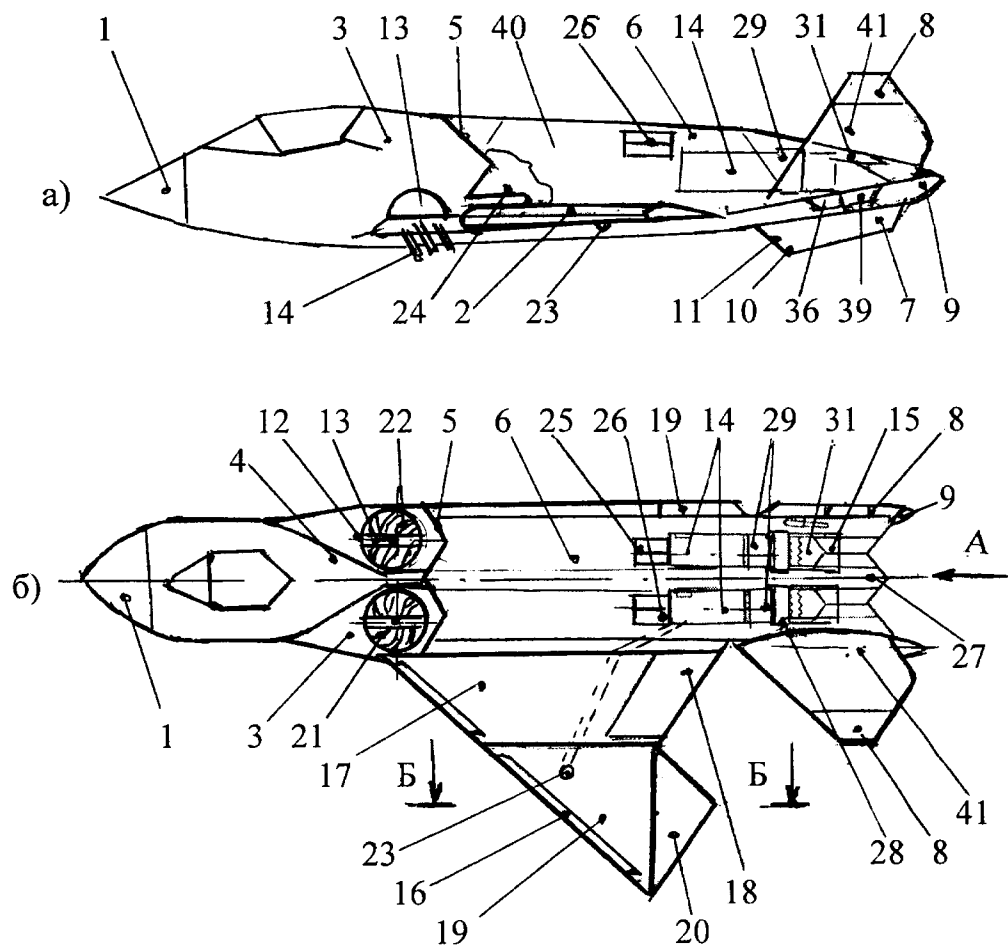
lifting force and pitch moment at VTOL and hang-up, and jet thrust at horizontal flight. LF are mounted on both sides of the axis of symmetry inside circular low-lying delta-like wing (LDW) niche in the plan view. Each LF has automatic semicircular flaps mounted along the lengthwise axis of the ADC. Single nacelle is divided inside by vertical partition extending from wedge-like fuselage nose in all its over-altitude.

EFFECT: higher speed and range of flight, load, reduced infrared and visual visibility.

5 cl, 1 dwg, 1 tbl

R U 2 6 8 6 5 6 1 C 1

R U 2 6 8 6 5 6 1 C 1



Изобретение относится к области авиационной техники и может быть использовано в конструкции беспилотных малозаметных самолетов вертикального взлета и посадки, имеющих два подъемно-маршевых турбореактивных двухконтурных двигателя с управляемым вектором тяги плоских их сопел и отбором мощности от их турбин на привод подъемных вентиляторов в кольцевых обтекателях, используемых с жалюзи-рулями на их выходе для изменения балансировки по курсу и только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП), смонтированных по обе стороны от оси симметрии внутри круглых в плане ниш центроплана низко расположенного крыла, имеющих перед тоннельным воздухозаборником мотогондолы в боковых выемках центральной части фюзеляжа автоматически открываемые верхние продольные пары полукруглых створок и нижние поперечные жалюзи-рули, образующие после их закрывания соответствующие поверхности центроплана крыла и фюзеляжа.

Известен самолет вертикального взлета и посадки (СВВП) модели Harrier GR.7 компании Hawker Siddeley (Великобритания), содержащий стреловидное высокорасположенное крыло, подъемно-маршевый турбовентиляторный двигатель с четырьмя поворотными его соплами, размещенными вблизи центра масс попарно слева и справа от фюзеляжа, имеет хвостовое оперение и трехопорное убирающееся колесное шасси.

Признаки, совпадающие - в силовой установке имеется подъемно-маршевый турбовентиляторный двигатель Rolls-Royce Pegasus Mk. 103 тягой 9870 кгс с двумя парами поворотных сопел, расположенных в обтекателях с каждого борта фюзеляжа: два перед передней и два за задней кромкой стреловидного крыла, которые создают тягу соответственно холодным сжатым воздухом от первого контура двигателя, вторые - горячим выхлопом двигателя. Двигатель СВВП имеет боковые воздухозаборники, а его поворотные боковые реактивные сопла снабжены дефлекторами, которые при вертикальном взлетном весе 9140 кг могут, отклоняясь на 15° вперед или назад по полету, придавать реактивному потоку газов нужное продольное направление.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что подъемно-маршевый двигатель Pegasus Mk. 103 имеет наружный диаметр 1,219 м при его длине 3,48 м и со степенью двухконтурности 1,2, а боковое расположение сопел по бортам фюзеляжа предопределяет наличие с каждой стороны фюзеляжа развитых обтекателей, увеличивающих ширину средней части фюзеляжа, что усложняет конструкцию, увеличивает аэродинамическое сопротивление и ограничивают скорость полета у земли до 1100 км/ч. Вторая - это то, что возможное осложнение, возникающее на режимах ВВП и зависания в связи с необходимостью разработки защиты от любых сбоев системы управления при отказе синхронного отклонения дефлекторов сопел, приводящего к усложнению автоматической системы управления и необходимости принятия соответствующих мер, чтобы сохранить контроль и стабильность управления. Третья - это то, что для выполнения ВВП, переходных и крейсерских режимов полетов имеется двойная раздельная система создания вертикальной и горизонтальной тяги при соответствующем повороте сопел двигателя при выполнении ВВП и горизонтального полета, что неизбежно ведет к утяжелению конструкции планера, увеличению объема регламентных работ, но и уменьшению весовой отдачи, а также к повышению удельного расхода топлива. В конечном итоге после вертикального взлета все это ограничивает возможность повышения радиуса действия более 520 км и показателей топливной эффективности менее 2758,4 г/т·км при целевой нагрузке 1000 кг.

Известен палубный СВВП модели F-35V (США), содержащий высокорасположенное крыло, консоли которого снабжены боковыми соплами, создающими наравне с

передним подъемным вентилятором вертикальную тягу, имеет турбореактивный двухконтурный двигатель (ТРДД) с соплом, изменяющим вектор реактивной тяги, и отбором мощности на привод переднего подъемного вентилятора с поворотными створками, хвостовое оперение с двумя отклоненными киллями наружу.

5 Признаки, совпадающие - комбинированная силовая установка СВВП включает ТРДД, выполненный на базе ТРДД модели F119, имеет модуль основного поворотного сопла (Three-Bearing Swivel Module), муфту сцепления, основной приводной вал, редуктор привода подъемного вентилятора и расположенные в крыле воздухоотводящие каналы с соплами, предназначенными для осуществления подъема и управления самолетом по  
10 крену. На режиме ВВП мощность от подъемно-маршевого ТРДД передается к продольному валу длиной около 1,8 м. Вал входит в муфту, и при зацеплении муфта соединяет продольный вал с подъемным вентилятором, который способен преобразовывать переданную ему валом мощность в 21600 л.с. в тягу, примерно равную 89 кН. В состав форсажного ТРДД входит основное реактивное сопло с управляемым  
15 вектором тяги, которое поворачивается для направления выходящей из двигателя струи газов назад вдоль оси самолета или вниз при ВВП, а выходящий при этом из подъемного вентилятора поток воздуха с регулируемыми створками, которые придают воздушному потоку нужное продольное направление. Каналы с соплами управления по крену получают воздух от ТРДД и создают 17 кН подъемной тяги.

20 Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что заднее расположение ТРДД с его поворотным соплом, изменяющим вектор реактивной тяги, имеет для отбора взлетной его мощности передний вывод вал посредством редуктора и муфты сцепления на подъемный вентилятор, что предопределяет за кабиной пилота в конструкции фюзеляжа две верхнюю и нижнюю раскрываемые створки подъемного  
25 вентилятора, оснащенного также сложной системой отклонения его воздушного потока в продольном направлении, что усложняет конструкцию. Вторая - это то, что размещение за кабиной пилота ниши подъемного вентилятора диаметром 1,27 м предопределяет слишком широкий и толстый фюзеляж и, как следствие, большая площадь миделя, что создает дополнительное лобовое сопротивление и ухудшения  
30 ЛТХ. Более того, объем ниши в фюзеляже для размещения в ней подъемного вентилятора уменьшает эффективный его объем на  $2,96 \text{ м}^3$ , в котором можно было разместить топлива 2300 кг. Третья - это то, что для выполнения ВВП и зависания имеется двойная система создания вертикальной тяги и продольно-поперечной подъемной силы (подъемный вентилятор с поворотным соплом ТРДД и боковые сопла), что неизбежно  
35 ведет к утяжелению и усложнению конструкции, но и уменьшению весовой отдачи, так как при горизонтальном его полете боковые сопла и подъемный вентилятор, увеличивая паразитную массу, бесполезны. Кроме того, использование форсажного ТРДД при выполнении ВВП повышает удельный расход топлива на 46% и ухудшает показатели дальности полета и топливной эффективности. А использование бесфорсажного режима  
40 работы ТРДД ограничивает скорость крейсерского полета до 950 км/ч.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению является СВВП компании Hawker Siddeley (Великобритания) проекта HS.141, содержащий стреловидное крыло, составную силовую установку (СУ) с подъемными реактивными двигателями в обтекателях по  
45 бортам фюзеляжа и маршевыми реактивными двигателями на подкрыльных пилонах, имеет хвостовое оперение и трехопорное убирающееся колесное шасси.

Признаки, совпадающие - в данном реактивном СВВП по восемь двигателей расположены в нижних обтекателях с каждого борта фюзеляжа: четыре перед передней и четыре за задней кромкой стреловидного крыла. В составной силовой установке

имеется две группы двигателей: два маршевых турбовентиляторных двигателя Rolls-Royce RB.220 тягой по 12250 кгс и 16 подъемных турбовентиляторных двигателей Rolls-Royce RB.202 тягой по 4670 кгс. Подъемные двигатели, начинают работу, впускные и выпускные створки открываются, освобождая верхние и нижние стороны обтекателей.

5 Подъемные двигатели имеют воздухозаборники и снабжены соплами с дефлекторами, которые при выполнении ВВП могут отклоняться на  $15^\circ$  вперед или назад по полету, придавая реактивному потоку газов нужное продольное направление.

Причины, препятствующие поставленной задаче: первая - это то, что каждый подъемный двигатель RB.202 имеет наружный диаметр 1,5 м при его длине 1,15 м и со

10 степенью двухконтурности 9,5:1, а их групповое расположение по бортам фюзеляжа предопределяет наличие с каждой стороны фюзеляжа развитых обтекателей, увеличивающих ширину нижней части фюзеляжа почти вдвое, что усложняет конструкцию, увеличивает аэродинамическое сопротивление и ограничивают скорость полета до 695 км/ч. Вторая - это то, что возможное осложнение возникает в связи с

15 необходимостью разработки защиты от возможных сбоев системы управления при отказе любого из подъемных двигателей во время выполнения ВВП и зависания, приводящих к асимметричности тяги, что потребуют немедленной остановки его противоположащего двигателя по другую сторону СВВП, приводящего в ситуации такого рода к усложнению автоматической системы управления и снижению стабильности

20 поперечной управляемости. Третья - это то, что для выполнения ВВП, переходных и крейсерских режимов полетов имеется двойная раздельная система создания вертикальной и горизонтальной тяги соответственно подъемными и маршевыми двигателями при выполнении ВВП и горизонтального полета, что неизбежно ведет к утяжелению конструкции планера, увеличению объема регламентных работ, но и

25 уменьшению весовой отдачи, так как при горизонтальном его полете сами подъемные двигатели, увеличивая паразитную массу, бесполезны, а при выполнении ВВП и зависания также и маршевые двигатели не используются. Все это в конечном итоге приводит к увеличению удельного расхода топлива, ограничивающего дальность полета до 724 км и показателей топливной эффективности до 2054,8 г/т«км при целевой нагрузке

30 10200 кг.

Предлагаемым изобретением решается задача в указанном выше известном СВВП проекта HS.141 фирмы Hawker Siddeley увеличение целевой нагрузки и весовой отдачи, уменьшение инфракрасной и визуальной заметности, увеличение скорости и дальности полета, повышение транспортной и топливной эффективности при самолетных режимах

35 полета как на транс- или сверхзвуковых скоростях полета.

Отличительными признаками предлагаемого изобретения от указанного выше известного СВВП HS.141 фирмы Hawker Siddeley, наиболее близкого к нему, являются наличие того, что он снабжен двумя поперечными подъемными вентиляторами (ПВ), применяемыми только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП) или

40 на переходных режимах полета, и в комбинированной СУ парой подъемно-маршевых турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) с отбором мощности на привод двух ПВ, работающих без взаимного влияния и перекрытия, и управляемым вектором тяги (УВТ) как для создания подъемной силы и управляющих моментов по тангажу при выполнении ВВП и зависания, так и реактивной тяги при горизонтальном полете

45 в конфигурации сверхзвукового самолета после отключения ТРДД от привода двух ПВ, имеющих возможность их фиксированной остановки и противоположного направления их вращения в боковых кольцевых обтекателях (БКО), смонтированных по обе стороны от оси симметрии внутри круглых в плане ниш центроплана низко

расположенного дельтовидного крыла (НДК), размещенных как в плавно образованных боковых выемках центральной части фюзеляжа, выполненного по правилу площадей, так и перед впадинами пилообразной при виде сверху передней кромки тоннельного воздухозаборника единой мотогондолы, разделенной внутри вертикальной перегородкой

5 плавно переходящей от задней клиновидной в плане носовой части фюзеляжа по всей его надкрыльной высоте, но и имеющих автоматически открываемые/закрываемые верхние продольные пары полукруглых створок и нижние поперечные жалюзи-рули, обеспечивающие соответственно свободный доступ воздуха в БКО и выхода воздушного потока из них и образующие после их закрывания соответствующие поверхности

10 центроплана НДК и фюзеляжа и выполнен по интегральной аэродинамической компоновке с плавным сопряжением НДК и фюзеляжа, образующие единый несущий корпус с V-образным оперением, но и с возможностью преобразования полетной его конфигурации после выполнения технологии КВП или ВВП с соответствующего самолета с двумя ПВ, двумя ТРДД с УВТ в транс- или сверхзвуковой самолет

15 соответственно при максимальном или нормальном взлетном весе, но и обратно, при этом на режимах ВВП и зависания для осуществления подъема и изменения балансировки как по тангажу и курсу поперечные нижние жалюзи-рули в каждом ПВ выполнены с возможностью их синфазного и дифференциального отклонения на углы вперед по полету -  $45^\circ$  и назад  $+45^\circ$  соответственно, так и по крену консоли и концевые

20 части НДК снабжены соответственно воздухоотводящими от компрессоров ТРДД каналами и подкрыльными соплами, синхронно взаимодействующими на режимах создания вертикальной сбалансированной подъемной и реактивной тяги соответственно в системах холодного потока воздуха от двух ПВ и горячего выхлопа реактивной струи от двух ТРДД с УВТ, размещенных спереди и сзади от центра масс соответственно,

25 причем трапециевидные при виде сверху плавно образованные боковые выемки, расположенные за кабиной пилота в наиболее широкой части наплывов НДК и над верхней поверхностью его центроплана, не затеняющего входные устройства тоннельного воздухозаборника (ТВЗ), имеющего S-образную при виде сверху

30 конструкцию левого и правого воздухопроводов, при этом в верхних наклонных частях мотогондолы над входным устройством каждого ТРДД имеется продольные автоматически открываемые створки для доступа на режимах ВВП и зависания дополнительного потока воздуха для работы бесфорсажных ТРДД, причем V-образное оперение с цельно-поворотными трапециевидными киями, отклоненными наружу под

35 углом  $43^\circ$  от плоскости симметрии, имеют заднюю кромку переменной стреловидности с округленной вершиной в точке ее пересечения и смонтированы на разнесенных хвостовых балках, снабженных подфюзеляжными киями, оснащенными на передних концах их законцовок ИК-излучателями и видеокамерами, используемыми при вертикальной посадке.

Кроме того, каждый упомянутый ТРДД смонтирован в кормовой части фюзеляжа

40 между хвостовых балок, имеет вдоль продольной его оси заднее круглое реактивное сопло, которое соединено с круглым соплом другого ТРДД поперечным валом с гидроприводом для синхронного их поворота в вертикальной продольной плоскости на угол до  $95^\circ$  вниз и обратно вверх соответственно на режимах ВВП, зависания и горизонтального полета, имеет между компрессорами низкого и высокого давления

45 (КНД и КВД) для отбора мощности средний вывод радиального вала, направленного к оси симметрии и передающего от вала КНД, смонтированного соосно и внутри вала КВД и приводимого турбиной низкого давления, посредством конической зубчатой передачи через муфту сцепления свободную мощность ТРДД на главный Т-образный



в плане редуктор, снабженный по оси симметрии продольным валом, связанным с промежуточным Т-образным в плане редуктором, приводящим левым и правым выходными валами угловые редукторы соответствующих ПВ в БКО, при этом скошенные боковые стороны фюзеляжа в соответствующих его носовой, центральной и кормовой частях, включая и мотогондолу с упомянутым ее ТВЗ, уменьшая эффективную площадь рассеивания, образуют трапецевидное поперечное сечение, но и нижнюю часть фюзеляжа граненной конфигурации при виде спереди с острой нижней линией непрерывно распространяющейся от носа до хвоста, включая переднюю кромку клиновидного профиля НДК, имеющего внутренние трапецевидные секции с размахом равновеликим размаху V-образного оперения, причем планер с внутренними отсеками вооружения выполнен из алюминиево-литиевых сплавов и композиционных материалов по малозаметной технологии с радиопоглощающим покрытием.

Кроме того, в системе подъемной тяги каждый ПВ имеет упомянутые автоматически открывающиеся/закрывающиеся верхние левую и правую полукруглые при виде сбоку створки, смонтированные вдоль продольной оси БКО, размещенной параллельно оси симметрии, при этом на режимах ВВП и зависания каждый упомянутый ТРДД, выполненный с элементами цифрового программного управления, сочетающего в двухрежимной системе регулирования и управления одновременный режим его работы как при отборе свободной мощности на привод ПВ, так и при сбалансированном распределении остаточной реактивной тяги между подкрыльных боковых сопел и плоских сопел ТРДД с УВТ, размещенных между килей V-образного оперения, позволяющего экранировать ТРДД с плоскими соплами, смонтированными сверху над гребенчатой поверхностью с термопоглощающим слоем хвостовой части фюзеляжа, имеющей между концами хвостовых балок пилообразную в плане заднюю ее кромку, причем консоли НДК, выполненные с передней кромкой параллельно размещенной передней кромке соответствующего кия, снабжены упомянутыми трапецевидными внутренними и внешними секциями, имеющими соответственно как положительный угол  $\phi=+5^\circ$  и отрицательный угол  $\phi=-5^\circ$  поперечного V, так и заднюю пилообразную в плане кромку, параллельно размещенную соответственно задней и передней кромкам кия V-образного оперения, при этом каждый ТВЗ, выполненный с автоматически регулируемым центральным клином, имеет при виде сбоку переднюю V-образную кромку входного устройства, верхняя и нижняя части которой параллельно размещены передним кромкам соответственно подфюзеляжного кия и кия V-образного оперения, и снабжен для отделения пограничного слоя от фюзеляжа пластинчатым нижним отсекателем, который размещен при виде сбоку за носовой частью фюзеляжа и параллельно верхней поверхности центроплана НДК, улучшая экранирование лопаток компрессора ТРДД и отведение пограничного слоя, повышает коэффициент восстановления полного давления, но и уменьшает заметность и его аэродинамическое сопротивление, причем каждая внешняя секция НДК, имеющая 2/5 полуразмаха НДК, клиновидный профиль с углом  $\alpha=10^\circ$  и непрерывную верхнюю или нижнюю поверхность, выполнена соответственно с нижним или верхним уступом-вырезом треугольной в плане формы, внешние выступающие стороны которой, образуя развитый треугольник в плане, выполняющий на НДК роль флапперонов, создают в точке максимальной его хорды ( $b_{\max\text{НДК}}$ ), совмещенной в уступе-вырезе с вершиной равнобедренного развитого треугольника в плане, образующей как конфигурацию профиля ступеньки по ширине и глубине - это соответственно 1/2 от хорды  $b_{\max\text{НДК}}$  и 2/3 от толщины  $s_{\max\text{НДК}}$ , так и заостренные законцовки НДК, имеющие переднюю и заднюю кромки соответственно прямой и обратной стреловидности, при этом НДК с предкрылком по всему размаху

имеет развитые треугольные в плане флаппероны, выполненные с прямой и обратной стреловидностью задней кромки, размещенной при виде сверху параллельно передней и задней кромкам килей V-образного оперения, концевые части которых в стояночной конфигурации выполнены наравне с внешними секциями упомянутого НДК

- 5 складывающимися с каждой стороны во внутрь к оси симметрии и вдоль единой линии, параллельно размещенной к последней, причем каждый упомянутый ТРДД с переходником 29, обеспечивающим как управление площадью критического и выходного многоугольных сечений его сопла в суживающейся или расширяющейся частях, так и плавное удобообтекаемое изменение его сечения с круглого сопла на
- 10 шестигранное и затем на пятигранное плоское сопло, снабженное и нижней граненной стенкой 30, имеющей при виде сзади V-образную конфигурацию, и верхней створкой 31, состоящей из синхронно отклоняемых между вертикальных боковых стенок 28 вниз двух ее частей прямоугольной 32 и пятиугольной 33 формы в плане соответственно на углы  $22,5^\circ$  и  $22,5^\circ$ , но и вокруг первой 34 и второй 35 поперечных осей так, что в нижнем
- 15 положении задняя кромка верхней створки 31 соприкасается с нижней граненной стенкой 30, имеющей как угол при ее вершине равновеликий углу V-образной задней кромке верхней створки 31, так и на ее V-образных гранях люк с двумя прямоугольными в плане передними 36 и двумя трапециевидными в плане задними 37 разновеликими по площади створками, имеющими на противоположных сторонах пятиугольного в плане
- 20 люка узлы поворота, создающие автоматическое синхронное отклонение отвесно вниз с одновременным поворотом вниз верхней створки 31 так, что две передние меньшие 36 из них отклоняются по полету, а две задние большие 37 - против полета, образующие с незамкнутыми передней и задней боковыми поверхностями пятиугольный люк-сопло (ПЛС), которое, имея площадь и ширину равновеликие переходнику 29 сопла
- 25 пятигранной формы, создает соответствующее отклонение вектора реактивной тяги с горизонтального на вертикальное, но и обратно, при этом диагонально расположенная пара передней прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок, размещенных на гранях нижней стенки 30 каждого ТРДД, имеющих на нижних их сторонах треугольные 38 при виде сзади концевые части, выполненные с отгибом, угол которого
- 30 равновелик углу между граней нижней стенки 30 и создающие при их первоочередном отклонении вниз перед открыванием диагонально размещенных других плоских прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок непрерывные переднюю и заднюю боковые поверхности нижнего ПЛС, причем для образования непрерывкой левой и правой боковых поверхностей ПЛС нижняя двухслойная его створка 30
- 35 снабжена нижними продольными трапециевидными створками 39, синхронно открывающимися вниз перед парой поперечных диагонально расположенных прямоугольной 36 и трапециевидной 37 створок ПЛС, при этом синхронное отклонение прямоугольной 32+ с пятиугольной 33 частей верхней створки 31 вниз на  $22,5^\circ+7,5^\circ$  или  $22,5^\circ+22,5^\circ$  с одновременным открыванием попарно трапециевидных створок 39 ПЛС,
- 40 затем вниз его створок по полету 36 или против 37, образуя их наклон к горизонтали под углом  $45^\circ$ , обеспечивают возможность выполнения короткого взлета или посадки с коротким пробегом соответственно посредством создания наклонно-горизонтальной реактивной тяги или реверса горизонтальной тяги, причем снизу хвостовой части фюзеляжа под гребенчатой поверхностью вдоль оси симметрии размещен обтекатель,
- 45 имеющий на его конце отсек с выдвигной штангой магнитометра и в нижней его нише с открываемыми створками опускаемую лебедку и буксируемую на тросе под водой антенну гидроакустической станции при барражирующем его полете, при этом после режима вертикального взлета и зависания при переходе на самолетные режимы полета

с работающими ТРДД, создающими реактивную тягу, два ПВ в БКО, отключенных от привода трансмиссии, снабжены возможностью обеспечивать два способа реализации горизонтального полета как при открытых, так и закрытых упомянутых верхних полукруглых створках и нижних жалюзи-рулей БКО соответственно как

5 барражирующего малоскоростного полета с авторотирующими двумя ПВ, так и транс- или сверхзвукового крейсерского полета с зафиксированным каждым ПВ в соответствующем БКО.

Кроме того, внутренние 17 и внешние 19 секции НДК 2 наравне с киями 8 V-образного оперения выполнены с возможностью их двойного складывания

10 соответственно вверх к оси симметрии и обратно вниз, размещаясь при этом в соответствующих утонченностях 40 фюзеляжа 1 вдоль боковых его сторон, высота которых равновелика размаху соответствующих сложенных секций НДК 2 и внутренних секций 41 килей 8.

Способ применения беспилотного малозаметного СВВП воздушного базирования на палубном истребителе носителе (ИН) типа Су-57, заключающийся в том, что в ходе его перемещения на подвесной консоли подфюзеляжного пускового устройства ИН со сложенными консолями НДК, киями V-образного оперения и в бомбоотсеке с двумя противокорабельными ракетами (ПКР) СВВП имеет возможность пуска ПКР с подвешенного состояния на ИН, отстыковывания и его запуска с ИН для создания

20 между ИН и ПВО корабля-цели буферной безопасной авиазоны, увеличивающей радиус действия ПКР Х-38М с 40 до 400 км, при этом радаром типа Н036 с ИН обеспечивается целеуказание, а управление СВВП - вторым пилотом ИН, используя маловысотный профиль полета и систему самообороны - станцию активных электронных помех, причем при достижении области, из которой будет поражена цель, СВВП произведет

25 залп или поочередный запуск ПКР с коррекцией ошибки, накопленной комбинированной инерциальной системой управления по данным приемника сигналов спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС, на конечном участке полета ПКР используется инфракрасная головка ее самонаведения и программно-аппаратные средства автономного распознавания целей, затем СВВП на удалении 1400 км автоматически

30 возвращается на авианосец-носитель с вертикальной на его палубу посадкой.

Благодаря наличию этих признаков, позволяющих освоить беспилотный малозаметный СВВП, который снабжен двумя поперечными подъемными вентиляторами (ПВ), применяемыми только при выполнении ВВП и КВП или на переходных режимах полета, и в комбинированной СУ парой подъемно-маршевых

35 турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) с отбором мощности на привод двух ПВ, работающих без взаимного влияния и перекрытия, и управляемым вектором тяги (УВТ) как для создания подъемной силы и управляющих моментов по тангажу при выполнении ВВП и зависания, так и реактивной тяги при горизонтальном полете в конфигурации сверхзвукового самолета после отключения ТРДД от привода двух

40 ПВ, имеющих возможность их фиксированной остановки и противоположного направления их вращения в боковых кольцевых обтекателях (БКО), смонтированных по обе стороны от оси симметрии внутри круглых в плане ниш центроплана низко расположенного дельтовидного крыла (НДК), размещенных как в плавно образованных боковых выемках центральной части фюзеляжа, выполненного по правилу площадей,

45 так и перед впадинами пилообразной при виде сверху передней кромки тоннельного воздухозаборника единой мотогондолы, разделенной внутри вертикальной перегородкой плавно переходящей от задней клиновидной в плане носовой части фюзеляжа по всей его надкрыльной высоте, но и имеющих автоматически открываемые/закрывающиеся

верхние продольные пары полукруглых створок и нижние поперечные жалюзи-рули, обеспечивающие соответственно свободный доступ воздуха в БКО и выхода воздушного потока из них и образующие после их закрывания соответствующие поверхности

5 центроплана НДК и фюзеляжа и выполнен по интегральной аэродинамической компоновке с плавным сопряжением НДК и фюзеляжа, образующие единый несущий корпус с V-образным оперением, но и с возможностью преобразования полетной его конфигурации после выполнения технологии КВП или ВВП с соответствующего самолета с двумя ПВ, двумя ТРДД с УВТ в транс- или сверхзвуковой самолет

10 соответственно при максимальном или нормальном взлетном весе, но и обратно, при этом на режимах ВВП и зависания для осуществления подъема и изменения балансировки как по тангажу и курсу поперечные нижние жалюзи-рули в каждом ПВ выполнены с возможностью их синфазного и дифференциального отклонения на углы вперед по полету  $-45^\circ$  и назад  $+45^\circ$  соответственно, так и по крену консоли и концевые

15 части НДК снабжены соответственно воздухоотводящими от компрессоров ТРДД каналами и подкрыльными соплами, синхронно взаимодействующими на режимах создания вертикальной сбалансированной подъемной и реактивной тяги соответственно в системах холодного потока воздуха от двух ПВ и горячего выхлопа реактивной струи от двух ТРДД с УВТ, размещенных спереди и сзади от центра масс соответственно,

20 причем трапециевидные при виде сверху плавно образованные боковые выемки, расположенные за кабиной пилота в наиболее широкой части наплывов НДК и над верхней поверхностью его центроплана, не затеняющего входные устройства тоннельного воздухозаборника (ТВЗ), имеющего S-образную при виде сверху

25 конструкцию левого и правого воздухопроводов, при этом в верхних наклонных частях мотогондолы над входным устройством каждого ТРДД имеется продольные автоматически открываемые створки для доступа на режимах ВВП и зависания дополнительного потока воздуха для работы бесфорсажных ТРДД, причем V-образное оперение с цельно-поворотными трапециевидными киями, отклоненными наружу под

30 углом  $43^\circ$  от плоскости симметрии, имеют заднюю кромку переменной стреловидности с округленной вершиной в точке ее пересечения и смонтированы на разнесенных хвостовых балках, снабженных подфюзеляжными киями, оснащенными на передних

35 концах их законцовок ИК-излучателями и видеокамерами, используемыми при вертикальной посадке. Все это позволит в беспилотном СВВП при переходных маневрах повысить продольно-поперечную устойчивость и управляемость, а размещение ТРДД с УВТ между хвостовых балок V-образного оперения позволит упростить систему

40 трансмиссии и экранировать ТРДД, снабженные плоскими соплами, смонтированными сверху над гребенчатой поверхностью с термопоглощающим слоем хвостовой части фюзеляжа, уменьшающей ИК-излучение ТРДД и имеющей пилообразную в плане заднюю ее кромку. Развитые наплывы НДК и носовая часть фюзеляжа ограждают от

45 радаров турбины ТРДД наравне с V-образным скосом передней кромки их боковых ТВЗ, но и увеличивает показатели аэродинамических и структурных преимуществ клиновидного НДК, что позволит достичь улучшенного большого ламинарного течения. Боковые ТВЗ ТРДД, воздухопроводы которых выполнены с S-образностью при виде

сверху, ограждают их турбины от облучения радаром РЛС. Это позволит повысить безопасность полетов и использовать ТРДД меньших габаритов на 72-85% в их

поперечнике, что уменьшит мидель мотогондолы и ее аэродинамическое сопротивление, а два ПВ в БКО позволят повысить вертикальную тяговооруженность до 41 или 28% в сравнении с одним или соосными двумя ПВ в кольцевом обтекателе. Размещение двух

ПВ в БКО позволит уменьшить вес планера, улучшить весовую отдачу и повысить

дальность полета СВВП воздушного или корабельного базирования, выполненного по малозаметной технологии. Последнее увеличивает вероятность поражения подводной/надводной цели, повышает эффективность противолодочной/противокорабельной обороны, особенно, с авторотирующими поперечными ПВ в БКО при барражирующем полете беспилотного малозаметного СВВП со скоростью 260 км/ч.

Предлагаемое изобретение предпочтительного исполнения беспилотного малозаметного СВВП с двумя поперечными ПВ в БКО и двумя ТРДД с УВТ плоских сопел, размещенных сверху хвостовой части фюзеляжа над его термопоглощающей гребенчатой поверхностью, иллюстрируется на фиг. 1 и общих видах сбоку, сверху и спереди соответственно а), б) и в) с расположением в ТРДД плоского сопла с передней парой прямоугольных в плане створок 36 и ПВ в СКК в двух проекциях на виде г):

а) в полетной конфигурации самолета КВП с открытыми в БКО верхними полукруглыми створками и нижними жалюзи-рулями, отклоненными назад под углом  $45^\circ$  и отклоненными вниз в плоских соплах верхних створок 31 под углом  $30^\circ$ , нижних продольных створок 39 отвесно и передней пары поперечных створок 36 под углом  $45^\circ$ ;

б) в полетной конфигурации самолета ВВП на режиме зависания с бесфорсажными ТРДД и УВТ плоских сопел, создающих вертикальную реактивную тягу наравне с подъемной силой, создаваемой двумя ПВ в БКО, размещенных в боковых выемках фюзеляжа, образующих за концом носовой его части место для размещения БКО перед пилообразной передней кромкой ТВЗ и условным размещением правых консолей НДК и килей V-образного оперения после двойного их складывания;

в) в полетной конфигурации самолета с реактивной тягой, создаваемой ТРДД с плоскими соплами и с зафиксированными ПВ в БКО, а на виде сзади с условным размещением правых консолей НДК и килей оперения после двойного их складывания.

Беспилотный малозаметный СВВП, представленный на фиг. 1, выполнен по интегральной компоновке с плавным сопряжением фюзеляжа 1 и НДК 2 в едином несущем корпусе, имеющим боковые выемки 3 фюзеляжа 1 за задней клиновидной 4 в плане носовой его частью и перед пилообразной при виде сверху передней кромкой боковых ТВЗ 5 единой мотогондолы 6, которая при виде сбоку имеет V-образную конфигурацию, верхняя и нижняя ее части параллельно размещены передним кромкам подфюзеляжных килей 7 и цельно-поворотным киям V-образного оперения 8, смонтированным на разнесенных балках 9. На законцовках подфюзеляжных килей 7 имеются видеокамеры 10 и ИК-излучатели 11 для вертикальной посадки. В боковых выемках 3 в нишах центроплана НДК 2 имеются круглые в плане ниши с БКО 12 и автоматически раскрываемыми продольными полукруглыми при виде сбоку верхними створками 13 и нижними жалюзи-рулями 14, изменяющими на режимах ВВП и зависания балансировку по курсу при дифференциальном их отклонении. Между разнесенных хвостовых балок 9 установлены в мотогондоле 6 два ТРДД 14 со скошенными назад плоскими соплами 15 и УВТ (см. фиг. 1г). С клиновидным профилем малого удлинения НДК 2 имеет предкрылки 16, внутренние трапециевидные секции 17 с закрылками 18 и внешние секции 19 с треугольными в плане флапперонами 20, выполненные с возможностью их двойного складывания соответственно вверх к оси симметрии и обратно вниз, размещаясь при этом вдоль боковых сторон фюзеляжа 1, высота которых равновелика размахам секций 17 и 19 НДК 2. Левый 21 и правый 22 ПВ выполнены в виде многолопастных вентиляторов противоположного вращения с широкими лопатками и большой их круткой, работают по тянущей схеме с подкрыльными соплами 23. На входе ТВЗ 5 имеются нижние отсекатели 24 (см фиг. 1а).

В комбинированной СУ на режимах ВВП и зависания для доступа дополнительного потока воздуха для работы ТРДД 14 над входными их устройствами имеются продольные автоматически открываемые створки 25-26, смонтированные в верхней наклонных частях мотогондолы 6, размещенной в задней части фюзеляжа 1 и между килей 8 V-образного оперения (см. фиг. 1б). Два ТРДД 14 выполнены с отбором мощности на редукторы ПВ 21-22, которое создается Т-образными в плане главным и промежуточным редукторами (на фиг. 1 не показаны) и перераспределением мощности между ПВ 21-22 и плоскими соплами 15. Оба ТРДД 14 с муфтами сцепления образуют с главным редуктором синхронизирующую систему (на фиг. 1 не показаны), снабжены для режима ВВП и зависания системой УВТ с плоскими соплами 15, установленными сверху хвостовой части фюзеляжа 1 над гребенчатой поверхностью 27 с термопоглощающим слоем, имеющими две неподвижные вертикальные боковые стенки 28 сопла 15. Каждое плоское сопло 15 бесфорсажного ТРДД 14 имеет переходник 29, обеспечивающий плавное изменение его сечения с круглого сопла на шестигранное и затем на пятигранное (см. фиг. 1г), снабженное нижней граненной стенкой 30, имеющей при виде сзади V-образную форму, и верхней створкой 31, состоящей из синхронно отклоняемых между боковых стенок 28 вниз и обратно вверх двух ее частей прямоугольной 32 и пятиугольной 33 формы в плане соответственно как на углы 22,5° и 22,5°, так и вокруг первой 34 и второй 35 поперечных осей так, что в нижнем положении задняя кромка верхней створки 31 соприкасается с нижней граненной стенкой 30, имеющей как угол при ее вершине равновеликий углу V-образной задней кромки верхней створки 31, так и на ее V-образных гранях люк с двумя передними прямоугольными 36 и двумя задними трапециевидными в плане 37 створками, имеющими на противоположных сторонах пятиугольного в плане люка узлы поворота, создающие автоматическое синхронное отклонение отвесно вниз с одновременным поворотом вниз верхней створки 31 так, что две передние 36 из них отклоняются по полету, а две задние 37 против полета, образуя с незамкнутыми передней и задней боковыми поверхностями пятиугольный люк-сопло (ПЛС), которое, имея площадь и ширину равновеликие переходнику 29 сопла пятигранной формы, создает требуемое отклонение вектора реактивной тяги. Диагонально расположенная пара передней прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 граненных створок каждого плоского сопла 15, имеющих на нижних их сторонах треугольные 38 при виде сзади концевые части, выполненные с отгибом, угол которого, образуя (см. рис. 1г) непрерывные боковые поверхности, равновелик углу между граней нижней стенки 30. Для образования непрерывкой левой и правой боковых поверхностей нижняя двухслойная створка 30 снабжена нижними продольными трапециевидными створками 39, открывающимися вниз перед парой поперечных прямоугольных 36 и трапециевидных 37 створок.

Управление беспилотным СВВП обеспечивается изменением тяги двух ПВ 21-22 и отклонением рулевых поверхностей: флапперонов 20, рулей высоты 8 и направления 8. При крейсерском полете подъемная сила создается НДК 2, маршевая реактивная тяга - ТРДД 14 через сопло 15 при открытой верхней створке 31 и закрытых нижних створках 39, двух передних 36 и двух задних 37, на режиме висения - ПВ 21-22 и каждым ТРДД 14 через сопло 15 при закрытой верхней створке 31 и открытых нижних створках 39, двух передних 36 и двух задних 37 (см. фиг. 1г), на режиме перехода - НДК 2 с ПВ 21-22 и двумя ТРДД 14 с УВТ 15. При переходе к режиму ВВП и зависания закрылки 18 с флапперонами 20 НДК 2 синхронно отклоняются на максимальные их углы. После создания вертикальной тяги ПВ 21-22, подкрыльными соплами 23 и ТРДД 14 с УВТ 15 обеспечиваются вертолетные режимы беспилотного СВВП. Управление при этом по

тангажу и крену обеспечивается соответственно изменением тяги двух передних ПВ 21-22 с двумя задними УВТ 15 и двух левых ПВ 21-УВТ 15 с двумя правыми ПВ 22-УВТ 15 ТРДД 14 или подкрыльными соплами 23.

После вертикального взлета и набора высоты, убирается механизация НДК 2 и два  
 5 ПВ 21-22, обеспечивающие два способа реализации горизонтального полета, выполнены с возможностью на переходных к самолетным режимам горизонтального как  
 барражирующего малоскоростного полета СВВП с авторотирующими ПВ 21-22 при  
 их отключении от привода трансмиссии и при работающих ТРДД 14, создающих  
 10 необходимую маршевую тягу, и при открытых верхних створках 13 и нижних жалюзи-  
 рулях 14 в БКО 12, так и при их закрытии для транс- или сверхзвукового крейсерского  
 его полета с зафиксированными ПВ 21-22 после их отключения от трансмиссии. При  
 этом два ТРДД 14 создают совместную реактивную тягу и производится транс- или  
 сверхзвуковой крейсерский полет, при котором путевое управление обеспечивается  
 15 рулями направления килей 8 V-образного оперения. Продольное и поперечное  
 управление в самолетной конфигурации осуществляется синфазным и  
 дифференциальным отклонением соответственно килей 8 и флапперонов 20 НДК 2.

Таким образом, беспилотный СВВП с двумя ТРДД, приводимыми ПВ в БКО с  
 нижними поперечными жалюзи-рулями, изменяющими балансировку по курсу,  
 представляет собой малозаметный СВВП, который изменяет свою полетную  
 20 конфигурацию только благодаря использованию двух ПВ, размещенных внутри ниш  
 центроплана НДК и выполнен по интегральной компоновке планера с V-образным  
 оперением. Поскольку размещение ПВ в нишах консолей НДК и при открытии створок  
 их БКО подъемная сила НДК уменьшится на 7,6%, то выбрана схема установки БКО  
 в центроплане НДК. При посадке цифровая ЭДСУ обеспечивает искусственную  
 25 устойчивость СВВП, осуществляя согласованное отклонение флапперонов НДК,  
 которые выполняют роль воздушного тормоза наравне с реверсом горизонтальной  
 тяги плоскими соплами ТРДД. Плоские сопла двух ТРДД, имеющих переходники,  
 обеспечивающие плавное изменение их сечения с круглого сопла на шестигранное и  
 затем на пятигранное, выполнены с УВТ. Несмотря на незначительные потери (до 3%)  
 30 тяги от неоптимальной формы сопел, такая последовательно преобразуемая форма  
 сопла весьма снижает ИК-заметность СВВП и его радиолокационную заметность.  
 Этому способствует интегральная компоновка несущего планера с плавным  
 сопряжением фюзеляжа и НДК, широкое применение радиопоглощающих покрытий.  
 Ряд стыков панелей обшивки имеет пилообразные кромки. Все это приводит к  
 35 улучшению малозаметных характеристик при уменьшении радиолокационной,  
 инфракрасной и визуальной заметности. Чему способствуют также боковые тоннельные  
 воздухозаборники, имеющие нижний пластинчатый отсекающий пограничного слоя.  
 Такая конструкция позволит решить сразу несколько проблем: экранирование лопаток  
 компрессора, отведение пограничного слоя, повышения коэффициента восстановления  
 40 полного давления. Размещение щели для слива пограничного слоя за носовой частью  
 фюзеляжа уменьшает заметность беспилотного СВВП и его аэродинамическое  
 сопротивление. Такой воздухозаборник технически проще и легче, так как состоит из  
 рампы, сжимающей поток и формирующей коническое течение. Развитые наплывы  
 НДК, предназначенные для генерирования вихрей при маневрировании на больших  
 45 углах атаки, создают за счет их совместного участия в реализации подъемной силы  
 возможность наравне выполнения технологии ВВП и КВП при взлетно-посадочных  
 режимах полета палубных СВВП и достижения высокой тяговооруженности  
 комбинированной СУ, которая обладает наименьшей удельной нагрузкой на мощность,

особенно, с механическим приводом двух ПВ от двух ТРДД с УВТ плоских сопел.

Поэтому у малозаметного СВВП-3,12 с взлетным весом 13,5 т коэффициент удельной нагрузки на мощность с применением ПВ в БКО, приводимых двумя ТРДД с тягой по 5400 кгс каждый, имеющими отбор 40% от реактивной тяги СУ на ПВ и 60% сопла с УВТ, составит 0,8 тс/т, что в 1,54 меньше, чем у сопоставимого СВВП Як-141 с энергозатратной СУ, который при взлетном весе 15,8 т использует подъемно-маршевый ТРДД мод. Р-179-300 тягой 10977 кгс и с тягой по 4260 кгс два подъемных ТРД мод. РД-41, смонтированных за кабиной пилота внутри фюзеляжа в двигательном отсеке, который уменьшает полезный объем фюзеляжа на 1,97 м.

Несомненно, с течением времени широкое использование в СУ ТРДД, особенно, с плоскими соплами и УВТ позволит добиться уменьшения инфракрасной и визуальной заметности в сравнении с самолетом короткого взлета и вертикальной посадки модели F-35V (США), что немаловажно при воздушном или корабельном базировании беспилотных малозаметных СВВП-1,04 или СВВП-3,12, создающих между ИН или авианосцем и ПВО корабля-цели буферную безопасную авиазону, увеличивающую дальность одной АПР или одной ПКР соответственно с пятью или четырьмя ракетами Р-73 "воздух-воздух" соответственно при ПВО с ПЛО или ПКО (см. табл. 1).



Таблица 1

Предварительные технические требования к СВВП с ТРДД и УВТ, приводимыми ПВ

№ п/п	Параметры	Величины	
		Тип 1.1	Тип 1.2
1.	Размеры от типа исполнения:	<b>СВВП-1,04</b>	<b>СВВП-3,12</b>
1.1	длина фюзеляжа, м	9,2	14,9
1.2	высота на шасси/со сложенными киями, м	2,35/1,66	3,8/2,68
1.3	размах НДК/с двойным сложением консолей, м	7,6/1,56	12,32/2,54
1.4	площадь НДК, м <sup>2</sup>	16,5	43,36
2.	СУ на базе бесфорсажных ТРДД с УВТ и отбором мощности от турбины на ПВ, модель	«Сатурн» АЛ-55И	«Климов» РД-33МК
2.1	реактивная тяга/мощность отбора на ПВ, тс/л.с.	1,76/2540×2	5,4/7790×2
2.2	максимальная тяговооруженность по п. 3.1/п. 9.1	1,11/0,8	1,11/0,8
3.	Массы и нагрузки (тяга от ПВ/сопла с УВТ, тс):	(2,79/2,11)	(8,56/6,48)
3.1	нормальная при ВВП и подаче 40/60% от общей реактивной тяги СУ на ПВ/сопло ТРДД с УВТ, т	4,4	13,5
3.2	при выполнении КВП/при воздушном старте, т	-/4,8	15,34/-
3.3	нормальная целевая нагрузка при взлете по п.3.1/п.3.2, чел.+ (т) – шт. X-38МЭ\BrahMos-M	0+(1,04)-2\0 /0+(1,04)-2\0	0+(3,12)-6\2 /0+(3,12)-6\2
3.4	пустого, кг	2500	7730
4.	Запас топлива внутренний по п. 3.1/п. 3.2, кг	860/1260	2650/4490
5.	Диаметр поперечных ПВ при D <sub>пв</sub> , м	0,63×2	1,1×2
5.1	диаметр вентилятора ТРДД d <sub>вт</sub> , м	0,59×2	0,75×2
5.2	ометаемая площадь двумя ПВ в БКО, м <sup>2</sup>	0,623	1,899
6.	Удельная нагрузка на ометаемую площадь ПВ при поднятии ими 50% от веса по п. 3.1, кг/м <sup>2</sup>	3531,3	3554,5
7.	Удельная нагрузка на мощность по п. 3.1, т/тс	1,25	1,25
8.	Удельная нагрузка на НДК по п.3.2, кг/м <sup>2</sup>	290,91	353,79
9.	Летно-технические характеристики на базе:	-	<b>Як-38М</b>
9.1	1-я/2-я скорость у земли/на высоте при подаче 15/20% на ТРДД от мощности по п.3.2/п.3.1, км/ч	950/1150	950/1150
9.2	время полета при подаче на ТРДД 20/15% от мощности СУ по п.3.1/п.3.2, ч	1,2/2,36	1,2/2,96
9.3	протяженность полета по п. 3.1/п. 3.2, км	1380/2242	1380/2812
9.4	топливная эффективность по п.3.1/п.3.2, г/т·км	599,22/540,4	615,48/511,8
9.5	3-я максимальная скорость на высоте, км/ч	1500	1500
9.6	практический потолок, м	15000	18000
9.7	время зависания за общее время полета, ч	0,2	0,2
9.8	дистанция при взлете/посадке после КВП, м	46/69	74/111

## (57) Формула изобретения

1. Беспилотный малозаметный самолет вертикального взлета и посадки (СВВП), содержащий стреловидное крыло, силовую установку (СУ), хвостовое оперение и трехопорное убирающееся колесное шасси, отличающийся тем, что он снабжен двумя поперечными подъемными вентиляторами (ПВ), применяемыми только при вертикальном и коротком взлете/посадке (ВВП и КВП) или на переходных режимах полета, и в комбинированной СУ парой подъемно-маршевых турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) с отбором мощности на привод двух ПВ, работающих без взаимного влияния и перекрытия, и управляемым вектором тяги (УВТ) как для создания подъемной силы и управляющих моментов по тангажу при выполнении ВВП и зависания, так и реактивной тяги при горизонтальном полете в конфигурации

сверхзвукового самолета после отключения ТРДД от привода двух ПВ, имеющих возможность их фиксированной остановки и противоположного направления их вращения в боковых кольцевых обтекателях (БКО), смонтированных по обе стороны от оси симметрии внутри круглых в плане ниш центроплана низко расположенного дельтовидного крыла (НДК), размещенных как в плавно образованных боковых выемках центральной части фюзеляжа, выполненного по правилу площадей, так и перед впадинами пилообразной при виде сверху передней кромки тоннельного воздухозаборника единой мотогондолы, разделенной внутри вертикальной перегородкой, плавно переходящей от задней клиновидной в плане носовой части фюзеляжа по всей его надкрыльной высоте, но и имеющих автоматически открываемые/закрывающиеся верхние продольные пары полукруглых створок и нижние поперечные жалюзи-рули, обеспечивающие соответственно свободный доступ воздуха в БКО и выход воздушного потока из них и образующие после их закрывания соответствующие поверхности центроплана НДК и фюзеляжа, и выполнен по интегральной аэродинамической компоновке с плавным сопряжением НДК и фюзеляжа, образующих единый несущий корпус с V-образным оперением, но и с возможностью преобразования полетной его конфигурации после выполнения технологии КВП или ВВП с соответствующего самолета с двумя ПВ, двумя ТРДД с УВТ в транс- или сверхзвуковой самолет соответственно при максимальном или нормальном взлетном весе, но и обратно, при этом на режимах ВВП и зависания для осуществления подъема и изменения балансировки как по тангажу и курсу поперечные нижние жалюзи-рули в каждом ПВ выполнены с возможностью их синфазного и дифференциального отклонения на углы вперед по полету  $-45^\circ$  и назад  $+45^\circ$  соответственно, так и по крену консоли и концевые части НДК снабжены соответственно воздухоотводящими от компрессоров ТРДД каналами и подкрыльными соплами, синхронно взаимодействующими на режимах создания вертикальной сбалансированной подъемной и реактивной тяги соответственно в системах холодного потока воздуха от двух ПВ и горячего выхлопа реактивной струи от двух ТРДД с УВТ, размещенных спереди и сзади от центра масс соответственно, причем трапециевидные при виде сверху плавно образованные боковые выемки, расположенные за кабиной пилота в наиболее широкой части наплывов НДК и над верхней поверхностью его центроплана, не затеняющего входные устройства тоннельного воздухозаборника (ТВЗ), имеющего S-образную при виде сверху конструкцию левого и правого воздухопроводов, при этом в верхних наклонных частях мотогондолы над входным устройством каждого ТРДД имеется продольные автоматически открываемые створки для доступа на режимах ВВП и зависания дополнительного потока воздуха для работы бесфорсажных ТРДД, причем V-образное оперение с цельно-поворотными трапециевидными киями, отклоненными наружу под углом  $43^\circ$  от плоскости симметрии, имеют заднюю кромку переменной стреловидности с округленной вершиной в точке ее пересечения и смонтированы на разнесенных хвостовых балках, снабженных подфюзеляжными киями, оснащенными на передних концах их законцовок ИК-излучателями и видеокамерами, используемыми при вертикальной посадке.

2. Беспилотный малозаметный СВВП по п. 1, отличающийся тем, что каждый упомянутый ТРДД смонтирован в кормовой части фюзеляжа между хвостовых балок, имеет вдоль продольной его оси заднее круглое реактивное сопло, которое соединено с круглым соплом другого ТРДД поперечным валом с гидроприводом для синхронного их поворота в вертикальной продольной плоскости на угол до  $95^\circ$  вниз и обратно вверх соответственно на режимах ВВП, зависания и горизонтального полета, имеет между

компрессорами низкого и высокого давления (КНД и КВД) для отбора мощности средний вывод радиального вала, направленного к оси симметрии и передающего от вала КНД, смонтированного соосно и внутри вала КВД и приводимого турбиной низкого давления, посредством конической зубчатой передачи через муфту сцепления свободную мощность ТРДД на главный Т-образный в плане редуктор, снабженный по оси симметрии продольным валом, связанным с промежуточным Т-образным в плане редуктором, приводящим левым и правым выходными валами угловые редукторы соответствующих ПВ в БКО, при этом скошенные боковые стороны фюзеляжа в соответствующих его носовой, центральной и кормовой частях, включая и мотогондолу с упомянутым ее ТВЗ, уменьшая эффективную площадь рассеивания, образуют трапецевидное поперечное сечение, но и нижнюю часть фюзеляжа граненной конфигурации при виде спереди с острой нижней линией непрерывно распространяющейся от носа до хвоста, включая переднюю кромку клиновидного профиля НДК, имеющего внутренние трапецевидные секции с размахом, равновеликим размаху V-образного оперения, причем планер с внутренними отсеками вооружения выполнен из алюминиево-литиевых сплавов и композиционных материалов по малозаметной технологии с радиопоглощающим покрытием.

3. Беспилотный малозаметный СВВП по п. 1, отличающийся тем, что в системе подъемной тяги каждый ПВ имеет упомянутые автоматически открывающиеся / закрывающиеся верхние левую и правую полукруглые при виде сбоку створки, смонтированные вдоль продольной оси БКО, размещенной параллельно оси симметрии, при этом на режимах ВВП и зависания каждый упомянутый ТРДД, выполненный с элементами цифрового программного управления, сочетающего в двухрежимной системе регулирования и управления одновременный режим его работы как при отборе свободной мощности на привод ПВ, так и при сбалансированном распределении остаточной реактивной тяги между подкрыльных боковых сопел и плоских сопел ТРДД с УВТ, размещенных между килей V-образного оперения, позволяющего экранировать ТРДД с плоскими соплами, смонтированными сверху над гребенчатой поверхностью с термопоглощающим слоем хвостовой части фюзеляжа, имеющей между концами хвостовых балок пилообразную в плане заднюю ее кромку, причем консоли НДК, выполненные с передней кромкой параллельно размещенной передней кромке соответствующего кия, снабжены упомянутыми трапецевидными внутренними и внешними секциями, имеющими соответственно как положительный угол  $\phi = +5^\circ$  и отрицательный угол  $\phi = -5^\circ$  поперечного V, так и заднюю пилообразную в плане кромку, параллельно размещенную соответственно задней и передней кромкам кия V-образного оперения, при этом каждый ТВЗ, выполненный с автоматически регулируемым центральным клином, имеет при виде сбоку переднюю V-образную кромку входного устройства, верхняя и нижняя части которой параллельно размещены передним кромкам соответственно подфюзеляжного кия и кия V-образного оперения, и снабжен для отделения пограничного слоя от фюзеляжа пластинчатым нижним отсекателем, который размещен при виде сбоку за носовой частью фюзеляжа и параллельно верхней поверхности центроплана НДК, улучшая экранирование лопаток компрессора ТРДД и отведение пограничного слоя, повышает коэффициент восстановления полного давления, но и уменьшает заметность и его аэродинамическое сопротивление, причем каждая внешняя секция НДК, имеющая 2/5 полуразмаха НДК, клиновидный профиль с углом  $\alpha = 10^\circ$  и непрерывную верхнюю или нижнюю поверхность, выполнена соответственно с нижним или верхним уступом-вырезом треугольной в плане формы, внешние выступающие стороны которой, образуя развитый треугольник в плане,

выполняющий на НДК роль флапперонов, создают в точке максимальной его хорды ( $b_{\max\text{НДК}}$ ), совмещенной в уступе-вырезе с вершиной равнобедренного развитого треугольника в плане, образующей как конфигурацию профиля ступеньки по ширине и глубине - это соответственно 1/2 от хорды  $b_{\max\text{НДК}}$  и 2/3 от толщины  $s_{\max\text{НДК}}$ , так и заостренные законцовки НДК, имеющие переднюю и заднюю кромки соответственно

5 прямой и обратной стреловидности, при этом НДК с предкрылком по всему размаху имеет развитые треугольные в плане флаппероны, выполненные с прямой и обратной стреловидностью задней кромки, размещенной при виде сверху параллельно передней и задней кромкам килей V-образного оперения, концевые части которых в стояночной

10 конфигурации выполнены наравне с внешними секциями упомянутого НДК складывающимися с каждой стороны во внутрь к оси симметрии и вдоль единой линии, параллельно размещенной к последней, причем каждый упомянутый ТРДД с переходником 29, обеспечивающим как управление площадью критического и

15 выходного многоугольных сечений его сопла в суживающейся или расширяющейся частях, так и плавное удобообтекаемое изменение его сечения с круглого сопла на шестигранное и затем на пятигранное плоское сопло, снабженное и нижней граненной стенкой 30, имеющей при виде сзади V-образную конфигурацию, и верхней створкой 31, состоящей из синхронно отклоняемых между вертикальных боковых стенок 28 вниз

20 двух ее частей прямоугольной 32 и пятиугольной 33 формы в плане соответственно на углы  $22,5^\circ$  и  $22,5^\circ$ , но и вокруг первой 34 и второй 35 поперечных осей так, что в нижнем положении задняя кромка верхней створки 31 соприкасается с нижней граненной

25 стенкой 30, имеющей как угол при ее вершине, равновеликий углу V-образной задней кромке верхней створки 31, так и на ее V-образных гранях люк с двумя прямоугольными в плане передними 36 и двумя трапециевидными в плане задними 37 разновеликими по

30 площади створками, имеющими на противоположных сторонах пятиугольного в плане люка узлы поворота, создающие автоматическое синхронное отклонение отвесно вниз с одновременным поворотом вниз верхней створки 31 так, что две передние меньшие 36 из них отклоняются по полету, а две задние большие 37- против полета, образующие

с незамкнутыми передней и задней боковыми поверхностями пятиугольный люк-сопло (ПЛС), которое, имея площадь и ширину, равновеликие переходнику 29 сопла

35 пятигранной формы, создает соответствующее отклонение вектора реактивной тяги с горизонтального на вертикальное, но и обратно, при этом диагонально расположенная пара передней прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок, размещенных

на гранях нижней стенки 30 каждого ТРДД, имеющих на нижних их сторонах

40 треугольные 38 при виде сзади концевые части, выполненные с отгибом, угол которого равновелик углу между граней нижней стенки 30, и создающие при их первоочередном отклонении вниз перед открыванием диагонально размещенных других плоских

прямоугольной 36 и трапециевидной в плане 37 створок непрерывные переднюю и заднюю боковые поверхности нижнего ПЛС, причем для образования непрерывной

45 левой и правой боковых поверхностей ПЛС нижняя двухслойная его створка 30 снабжена нижними продольными трапециевидными створками 39, синхронно открывающимися вниз перед парой поперечных диагонально расположенных

прямоугольной 36 и трапециевидной 37 створок ПЛС, при этом синхронное отклонение

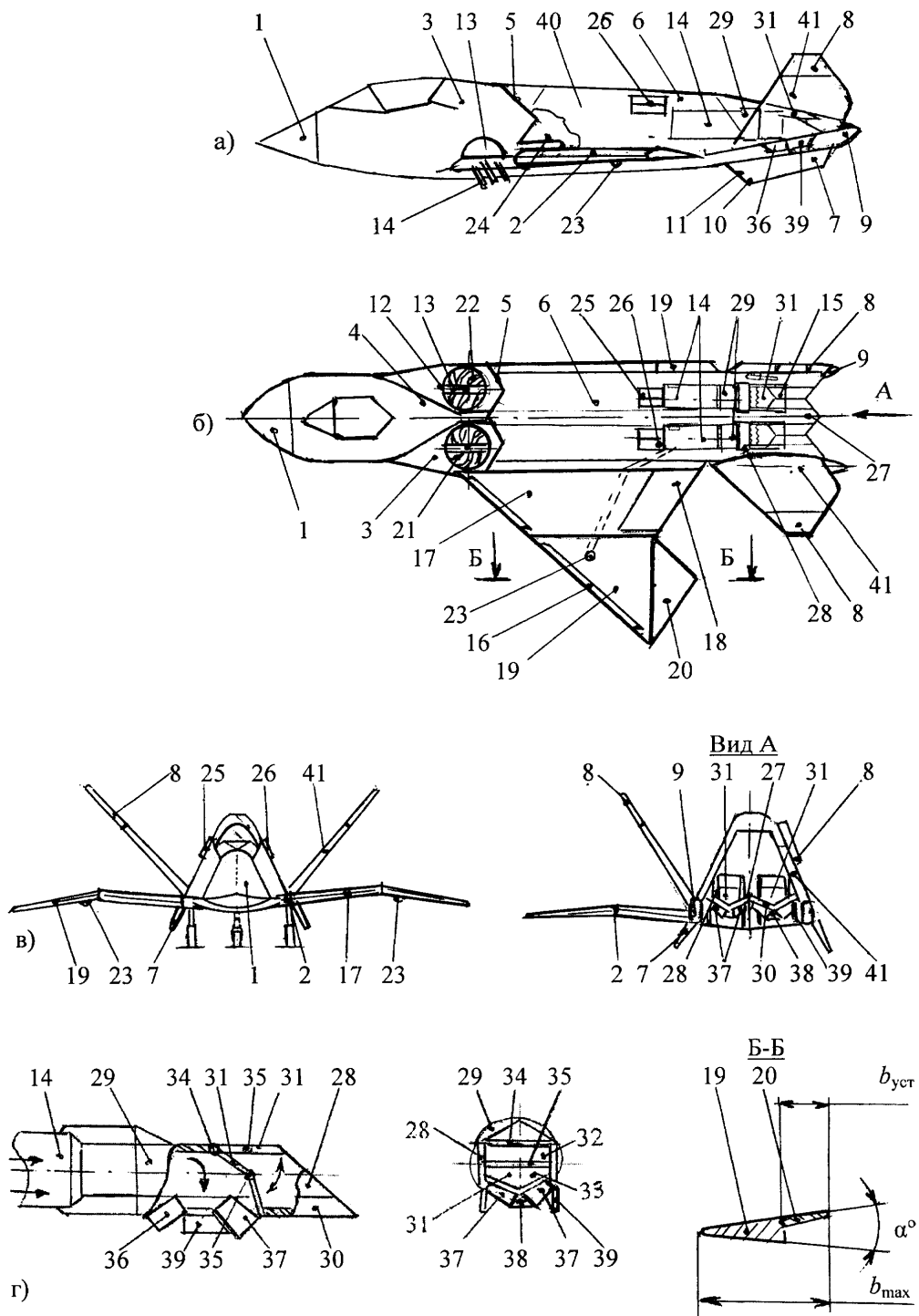
прямоугольной 32 + с пятиугольной 33 частей верхней створки 31 вниз на  $22,5^\circ + 7,5^\circ$  или  $22,5^\circ + 22,5^\circ$  с одновременным открыванием попарно трапециевидных створок 39 ПЛС,

затем вниз его створок по полету 36 или против 37, образуя их наклон к горизонтали под углом  $45^\circ$ , обеспечивают возможность выполнения короткого взлета или посадки с коротким пробегом соответственно посредством создания наклонно-горизонтальной

реактивной тяги или реверса горизонтальной тяги, причем снизу хвостовой части фюзеляжа под гребенчатой поверхностью вдоль оси симметрии размещен обтекатель, имеющий на его конце отсек с выдвижной штангой магнитометра и в нижней его нише с открываемыми створками опускаемую лебедкой и буксируемую на тросе под водой антенну гидроакустической станции при барражирующем его полете, при этом после режима вертикального взлета и зависания при переходе на самолетные режимы полета с работающими ТРДД, создающими реактивную тягу, два ПВ в БКО, отключенных от привода трансмиссии, снабжены возможностью обеспечивать два способа реализации горизонтального полета как при открытых, так и закрытых упомянутых верхних полукруглых створках и нижних жалюзи-рулей БКО соответственно как барражирующего малоскоростного полета с авторотирующими двумя ПВ, так и трансли или сверхзвукового крейсерского полета с зафиксированным каждым ПВ в соответствующем БКО.

4. Беспилотный малозаметный СВВП по п. 3, отличающийся тем, что внутренние и внешние 19 секции НДК 2 наравне с киями 8 V-образного оперения выполнены с возможностью их двойного складывания соответственно вверх к оси симметрии и обратно вниз, размещаясь при этом в соответствующих утонченностях 40 фюзеляжа 1 вдоль боковых его сторон, высота которых равновелика размаху соответствующих сложенных секций НДК 2 и внутренних секций 41 килей 8.

5. Способ применения беспилотного малозаметного СВВП воздушного базирования на палубном истребителе носителе (ИН), заключающийся в том, что в ходе его перемещения на подвесной консоли подфюзеляжного пускового устройства ИН со сложенными консолями НДК, киями V-образного оперения и в бомбоотсеке с двумя противокорабельными ракетами (ПКР) СВВП имеет возможность пуска ПКР с подвешенного состояния на ИН, отстыковывания и его запуска с ИН для создания между ИН и ПВО корабля-цели буферной безопасной авиазоны, увеличивающей радиус действия ПКР Х-38М с 40 до 400 км, при этом радаром типа Н036 с ИН обеспечивается целеуказание, а управление СВВП - вторым пилотом ИН, используя маловысотный профиль полета и систему самообороны - станцию активных электронных помех, причем при достижении области, из которой будет поражена цель, СВВП произведет залп или поочередный запуск ПКР с коррекцией ошибки, накопленной комбинированной инерциальной системой управления по данным приемника сигналов спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС, на конечном участке полета ПКР используется инфракрасная головка ее самонаведения и программно-аппаратные средства автономного распознавания целей, затем СВВП на удалении 1400 км автоматически возвращается на авианосец-носитель с вертикальной на его палубу посадкой.



Фиг. 1